
저자 (Authors)	이성욱, 이준희, 김종암 S.U. Lee, J.H. Lee, C.A. Kim
출처 (Source)	한국전산유체공학회 학술대회논문집 , 2016.11, 82-83 (2 pages)
발행처 (Publisher)	한국전산유체공학회 Korean Society of Computational Fluids Engineering
URL	http://www.dbpia.co.kr/Article/NODE07065964
APA Style	이성욱, 이준희, 김종암 (2016). 개별 Synthetic Jet 작동에 의한 UCAV 공력 특성 변화. 한국전산유체공학회 학술대회 논문집, 82-83.
이용정보 (Accessed)	서울대학교 147.46.118.*** 2017/04/28 11:51 (KST)

저작권 안내

DBpia에서 제공되는 모든 저작물의 저작권은 원저작자에게 있으며, 누리미디어는 각 저작물의 내용을 보증하거나 책임을 지지 않습니다. 그리고 DBpia에서 제공되는 저작물은 DBpia와 구독 계약을 체결한 기관소속 이용자 혹은 해당 저작물의 개별 구매자가 비영리적으로만 이용할 수 있습니다. 그러므로 이에 위반하여 DBpia에서 제공되는 저작물을 복제, 전송 등의 방법으로 무단 이용하는 경우 관련 법령에 따라 민, 형사상의 책임을 질 수 있습니다.

Copyright Information

Copyright of all literary works provided by DBpia belongs to the copyright holder(s) and Nurimedia does not guarantee contents of the literary work or assume responsibility for the same. In addition, the literary works provided by DBpia may only be used by the users affiliated to the institutions which executed a subscription agreement with DBpia or the individual purchasers of the literary work(s) for non-commercial purposes. Therefore, any person who illegally uses the literary works provided by DBpia by means of reproduction or transmission shall assume civil and criminal responsibility according to applicable laws and regulations.

개별 Synthetic Jet 작동에 의한 UCAV 공력 특성 변화

이 성 옥¹, 이 준 희¹, 김 종 암^{2*}

PARTIAL ACTUATION EFFECTS OF SYNTHETIC JETS ON AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF UCAV

S.U. Lee, J.H. Lee and C.A. Kim

1. 서 론

U.S. Air Force와 Boeing사가 개발한 1303 UCAV 형상은 기동성과 스텔스 성능이 우수하지만, λ 형상 자체가 갖는 불안정성으로 인해 피칭모멘트가 급격하게 상승하는 pitch-up 현상이 나타난다[1].

그동안의 synthetic jet을 이용한 연구들[2-5]은 주로 날개 앞전 전반에 걸쳐 jet을 분사하여 제어 효과를 확인하였기 때문에, 부분적으로 작동했을 때 어떤 효과가 나타나는지에 대한 연구는 거의 없었다.

따라서 본 연구에서는 고 받음각에서 부분적인 synthetic jet 작동을 통해 공력 변화를 살펴보고, pitch-up 감소에 효과적인 제어 위치를 확인하고자 하였다.

2. 본 론

2.1 실험장치 및 절차

UCAV 형상은 그림 1과 같이 NACA64A210 익형을 바탕으로 제작되었으며, 5도의 washout을 가지고 있다. Synthetic jet 구동기는 각 날개 당 7개씩 총 14개가 장착되어 있다. 각각 200Hz의 sine파로 구동되며 원형출구[6]를 통해 흡입과 분출을 반복한다. 전체작동에서는 모든 구동기를 작동시켰고, 부분작동은 각각 하나의 구동기를 순서대로(#1-#7) 작동시켰다. 사전 실험에서 pitch-up이 10도부터 발생했기 때문에 제어를 수행할 받음각은 10도부터 14도로 선정하였다. 압력측정

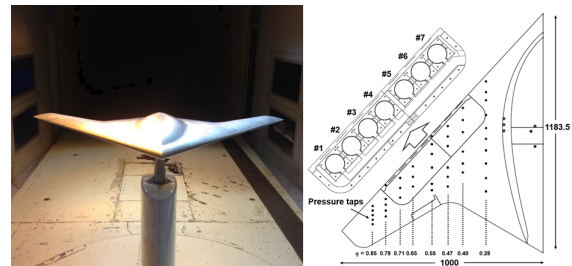


그림 1 UCAV planform and schematic

을 위한 압력 탭은 44개가 설치되어 있으며, 힘과 모멘트 측정을 위해 6축 외장형 저울을 사용하였다. 실험은 항공우주 연구원(KARI)의 아음속 풍동에서 수행되었다.

2.2 수치해석 방법

수치해석은 인공 압축성 기법 기반의 RANS 해석자를 사용하였으며, dual time-stepping 기법을 통한 비정상 유동 해석을 수행하였다. 사용한 난류 모델은 Menter의 $k-\omega$ SST 모델이다.

2.2 실험 및 수치해석 결과

그림 2는 inboard(#1)와 outboard(#7) 위치에서 synthetic jet을 작동시켰을 때 피칭모멘트의 변화이다. 받음각이 낮을 때(10-12도)는 inboard 구동기가 피칭모멘트를 감소시키지만, 높을 때(13-14도)는 outboard 구동기가 피칭모멘트를 크게 감소시킨다.

그림 3는 inboard 구동기를 작동시켰을 때의 압력분포변화(ΔC_p)로, 11도에서는 모멘트 중심점 윗부분의 압력을 증가시켜 와류 위치를 뒤쪽으로 밀리게 한다. 반대로 13도에서는 nose 부분의 압력을 증가시키며 양력을 증가시킨다. 따라서 11도에서는 피칭모멘트가 감소하지만, 13도에서는 증가하게

¹ 학생회원, 서울대학교 기계항공공학부

² 정회원, 서울대학교 기계항공공학부

* TEL : (02) 880-1915

* Corresponding author E-mail: chongam@snu.ac.kr



3. 결 론

본 연구에서는 고 받음각에서 UCAV 형상에 synthetic jet 을 부분적으로 작동하는 방법을 이용하여 pitch-up을 감소시키는 유동제어를 수행하였다. 그 결과, 비교적 낮은 받음각에서는 inboard 위치의 구동기가, 높은 받음각에서는 outboard 위치의 구동기가 피칭모멘트를 감소시키는 것으로 나타났으며, 모든 구동기를 작동시킨 경우보다 효과적이었다. 따라서 받음각에 따라 날개에 발생하는 유동박리와 앞전 와류의 위치를 파악하여 선택적으로 제어 위치를 선정하는 것이 pitch-up 감소에 더욱 효과적이라고 할 수 있다.

후 기

본 논문은 2016년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2016M3C1A6937383)

참고문헌

- [1] 2006, McParlin, S., Bruce, R., Hepworth, A., and Rae, A., "Low Speed Wind Tunnel Tests on the 1303 UCAV Concept," AIAA 2006-2985.
- [2] 2009, Kim, S. H. and Kim, C., "Separation Control on NACA23012 using Synthetic Jet," Aerospace Science and Technology, Vol.13, No.4, pp.172-182.
- [3] 2011, Kim, M., Kim, S., Kim, W., Kim, C., and Kim, Y., "Flow Control of Tiltrotor Unmanned-Aerial-Vehicle Airfoils using Synthetic Jets," Journal of Aircraft, Vol.48, No.3, pp.1045-1057.
- [4] 2008, N. Farnsworth, J. A., Vaccaro, J. C., and Amitay, M., "Active Flow Control at Low Angles of Attack: Stingray Unmanned Aerial Vehicle," AIAA Journal, Vol.46, No.10, pp.2530-2544.
- [5] 2007, Mahmood, G. and Smith, D., "Proportional Aerodynamic Control on a UAV Model using Synthetic Jets," AIAA 2007-3851.
- [6] 2012, Kim, W., Kim, C., and Jung, K. J., "Separation Control Characteristics of Synthetic Jets Depending on Exit Configurations," AIAA Journal, Vol.50, No.3, pp.559-570.

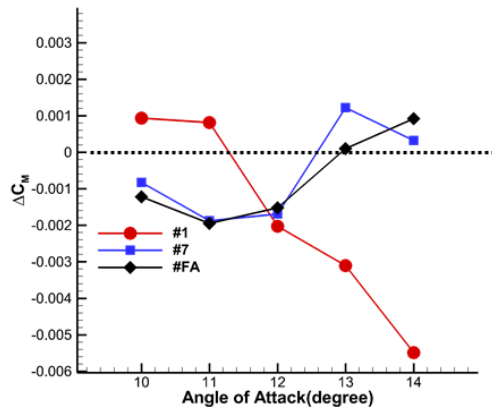


그림 2 Pitching moment variation (Red: inboard actuation, Blue: outboard actuation, Black: full actuation)

된다.

다음으로 그림 3의 압력분포변화를 보면 10도에서 outboard 구동기 작동은 빨간색으로 나타난 압력 증가 영역이 두드러지지만, 14도에서는 파란색으로 나타난 압력감소 영역이 넓어지면서 날개 끝(tip)의 양력이 증가한 것을 볼 수 있다. 이는 받음각에 따라 유동박리가 증가하며 synthetic jet의 제어 효과가 달라지는 것으로 볼 수 있다. 따라서 10도에서 증가한 피칭모멘트는 반대로 14도에서 감소한다.

Outboard 구동기 작동에 대한 수치해석 결과를 보면, 10도에서는 경계층을 두껍게 하여 국소적으로 양력을 감소시켜 피칭모멘트를 증가시키고, 14도에서는 박리된 유동을 제거하여 양력을 회복함으로써 피칭모멘트를 감소시킨다.

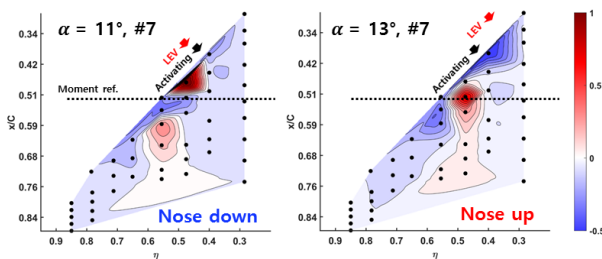


그림 3 Inboard actuation

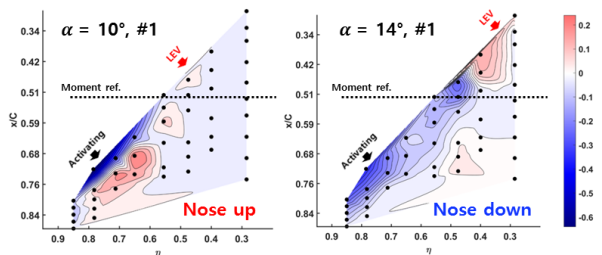


그림 4 Outboard actuation